

САВИН ПЕТР ВЛАДИМИРОВИЧ

**МЕТОДИКА УЧЁТА ВЛИЯНИЯ ГРАНИЦ ПОТОКА ПРИ
ИСПЫТАНИЯХ В ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ
С ПРОНИЦАЕМЫМИ СТЕНКАМИ.**

Специальность: 05.07.01- «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук



Жуковский 2020

Работа выполнена в Центральном Аэрогидродинамическом Институте им. проф. Н.Е. Жуковского, в отделении аэродинамики самолётов и ракет.

Научный руководитель: д.т.н. **Петров Альберт Васильевич**, главный научный сотрудник отделения «Аэродинамики самолётов и ракет» ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского (г. Жуковский)

Официальные оппоненты: д.т.н. **Максимов Фёдор Александрович**, главный научный сотрудник ФГБУН ИАП РАН (г. Москва)

д.т.н. **Шевяков Владимир Иванович**, начальник департамента аэродинамических характеристик НИО аэродинамики Филиала «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация Иркут» (г. Москва)

Ведущая организация: **АО ЦНИИМАШ** (г. Королёв)

Защита состоится «30» марта 2021 г. в _____ ч. _____ м. на заседании диссертационного совета Д 403.004.01 при Центральном Аэрогидродинамическом Институте по адресу 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1, ЦАГИ, конференц-зал инженерного корпуса.

Отзыв на диссертационную работу в двух экземплярах на бумажном носителе и в электронном виде (E-mail: dissovvet@tsagi.ru) просим направить в адрес диссертационного совета ЦАГИ на имя Ученого секретаря по адресу 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Отзыв должен быть заверен ученым секретарем и скреплен гербовой печатью. Отзыв должен содержать полностью фамилию, имя, отчество автора/авторов, ученую степень, ученое звание, должность; почтовый адрес, включая индекс, организации (места работы автора(ов) отзыва); дату; адрес электронной почты и телефон.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е.Жуковского и на сайте «ЦАГИ» www.tsagi.ru/institute/dissertation_council/dissertations/5023/

Автореферат разослан _____ 2021 года

Ученый секретарь диссертационного совета ЦАГИ

Д 403.004.01, д.ф.-м. н.

М.А. Брутян

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы.

Для разрабатываемых перспективных экономичных скоростных самолетов характерным является применение сверхкритических стреловидных крыльев большого удлинения. Большое удлинение крыла при ограничении по размерам испытуемых в аэродинамических трубах (АДТ) моделей приводит к сравнительно малым размерам аэродинамической хорды модели и, как следствие, к уменьшению достигаемого в испытаниях значения числа Рейнольдса. Необходимость получения большего числа Рейнольдса, а также стремление к выявлению в аэродинамическом эксперименте более тонких эффектов, связанных, в частности, с местной аэродинамикой, приводит к тому, что в настоящее время испытываемые в аэродинамических трубах модели значительно увеличились в своих относительных размерах, выходя за рамки рекомендуемых для конкретной АДТ. Также этой тенденции способствует стремление изготавливать одну универсальную модель, предназначенную для испытаний в различных АДТ, отличающихся размерами и типом рабочих частей. При этом может нарушаться главное требование аэродинамического эксперимента: адекватность моделирования заданным натурным условиям. Для адекватного моделирования необходимо выдерживать геометрическое, кинематическое и динамическое подобие в эксперименте. Если в части обеспечения динамического подобия экспериментальные возможности АДТ ограничены её номинальными геометрическими параметрами и областью режимов работы, то в части обеспечения кинематического и геометрического подобия в каждой АДТ всегда актуален ключевой вопрос: влияние границ потока (нарушение кинематического подобия).

Ограниченность потока стенками рабочей части является особенно важным вопросом при испытаниях в трансзвуковых АДТ, так как именно в них определяется аэродинамическое совершенство создаваемых самолётов.

В данной работе объектом исследования является трансзвуковая аэродинамическая труба переменной плотности Т-106 ЦАГИ. Это одна из основных и самых востребованных экспериментальных установок института, предназначенная, в частности, для определения уровня аэродинамического качества создаваемых ЛА.

Аэродинамическая труба Т-106 была введена в эксплуатацию в 1943 году, а в 1949 была модернизирована внедрением новой рабочей части с перфорированными стенками и стала первой в мире АДТ промышленного масштаба, в которой удалось осуществить непрерывный переход через скорость звука. Проведенная модернизация привела к необходимости решать целый ряд технических и методических проблем, в том числе касающихся оценки влияния перфорированных стенок рабочей части на аэродинамические характеристики испытываемых моделей.

Исследования влияния границ потока, проведенные сразу после ввода в эксплуатацию новой рабочей части показали, что при выполнении требований по размерам модели Т-106 является практически безындукционной. Таким образом, была сформирована методика испытаний для Т-106, в которой поправки на влияние стенок трубы не вводятся.

Более поздние исследования в других АДТ ЦАГИ, а также зарубежные исследования показали, что при используемых в Т-106 соотношениях размеров модели и размеров рабочей части полностью исключить влияние стенок рабочей части на обтекание модели крайне сложно, если вообще возможно. При этом вплоть до настоящего времени никаких поправок на влияние стенок в Т-106 так и не вводится, хотя ясно, что в общем случае влиянием стенок аэродинамической трубы пренебрегать нельзя. В силу этих обстоятельств сложилась ситуация, когда результаты, полученные в Т-106 на моделях, не предназначенных для испытаний по существующей методике, существенно отличаются от результатов испытаний физически той же самой модели в АДТ большей размерности. При отсутствии методики учёта влияния границ потока аэродинамические характеристики моделей ЛА в одной из самых

востребованных АДТ ЦАГИ определяются с недостаточной точностью, особенно при исследованиях моделей увеличенных масштабов.

Таким образом, совершенствование методики испытаний в АДТ Т-106 может обеспечить:

- повышение достоверности получаемых в АДТ Т-106 экспериментальных результатов в соответствии с современными требованиями;

- снижение стоимости/увеличение объёма экспериментальных исследований за счет проведения испытаний в экономически менее затратной по сравнению с трансзвуковыми АДТ больших размеров АДТ Т-106;

- обеспечение лучшего согласования результатов, получаемых в различных АДТ ЦАГИ, и возможности испытаний универсальных моделей в нескольких АДТ, отличающихся размерами рабочих частей и граничными условиями;

- увеличение реализуемых в эксперименте чисел Рейнольдса и уровня детализации аэродинамических компоновок моделей за счет укрупнения их масштаба.

Степень разработанности темы определяется тем, что исследования влияния границ потока на характеристики, получаемые в результате испытаний, ведутся с момента появления первых аэродинамических труб. Разработано множество теоретических, экспериментальных, расчётных и смешанных подходов к определению и учёту возникающих эффектов.

Большинство из известных современных методов учёта влияния границ потока основаны на совместном применении результатов аэродинамического расчёта модели и экспериментального определения распределения давления по стенкам АДТ. В настоящее время активно развиваются полностью расчётные методы введения поправок на влияние границ потока, однако широко применяются и более простые подходы, базирующиеся на экспериментальных результатах.

Значительным вкладом в решение задачи о влиянии границ потока является концепция «вычислительного эксперимента» или «Электронной Аэродинамической Трубы», которая позволяет:

- исследовать особенности течения в АДТ и использовать полученные результаты для совершенствования экспериментальной методологии и модернизации трубы;

- учитывать влияние элементов конструкции, таких как перфорированные стенки, поддерживающие устройства, технологические полости и пр. на результаты испытаний.

В настоящее время существуют примеры успешного применения концепции ЭАДТ для решения практических задач, объединяющие экспериментальный и вычислительный подходы в условиях конкретных АДТ.

Таким образом, задача формирования методики учёта границ потока в Т-106 состоит не в изобретении абсолютно нового способа, а в адекватном применении и соответствующей адаптации существующих подходов.

Целью диссертационной работы является разработка методики учёта влияния стенок рабочей части в промышленной трансзвуковой аэродинамической трубе Т-106 с целью получения корректных результатов, в том числе и при испытаниях моделей увеличенной размерности. Для достижения этой цели поставлены и решены следующие **задачи**:

- выполнен обзор современных методов учёта влияния границ потока в АДТ;

- проведен анализ имеющихся результатов исследований влияния границ потока в АДТ Т-106;

- разработана методология формирования методики определения влияния стенок рабочей части на характеристики моделей при испытаниях в Т-106;

- проведены экспериментальные исследования влияния масштаба модели и перфорированных стенок АДТ на аэродинамические характеристики;

- проведен анализ результатов экспериментальных исследований по определению индуктивного скоса и скоростной индукции;

- проведен сравнительный анализ результатов расчётных и экспериментальных исследований, с выводами о подтверждении экспериментальных данных;

- на основе анализа результатов расчетных исследований выявлены особенности течения в АДТ, которые не удается получить экспериментально;

- сформирована универсальная методика коррекции экспериментальных результатов для учёта влияния границ потока;

- сформулированы новые расчётно-обоснованные рекомендации по предельно допустимым размерам испытываемых моделей.

Объектом исследования настоящей диссертации является рабочая часть промышленной трансзвуковой аэродинамической трубы и методика проведения и обработки результатов весовых испытаний в данной трубе с учётом влияния границ потока.

Предмет исследования – разработка методики обработки результатов испытаний с учётом влияния границ потока в промышленной трансзвуковой аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ.

Научная новизна работы:

- а) экспериментально выявлено наличие индуктивного скоса потока в трансзвуковой АДТ Т-106 с перфорированными стенками рабочей части и количественно определена его величина и зависимость от числа Маха потока (ранее АДТ Т-106 считалась безындукционной);
- б) -расчётным путём, прямым моделированием отверстий перфорации и течения в камере давления определено влияние стенок рабочей части АДТ Т-106 на число Маха и количественно определена величина этого влияния и его зависимость от объёма модели и режима по скорости потока.
- в) визуализированы особенности течения воздуха между рабочей частью и камерой давления, которые показали, что основной расход между рабочей частью и камерой давления в АДТ Т-106 осуществляется через технологические щели для подвесных устройств.

г) предложена и внедрена в практику проведения испытаний методика внесения поправок на влияние границ потока в АДТ Т-106, основанная на совместном использовании современных экспериментальных и расчетных методов

Практическая значимость диссертации заключается в следующем:

- предложенная универсальная методика учёта влияния границ потока на результаты испытаний, позволяет проводить в АДТ Т-106 испытания типовых моделей более крупного масштаба по сравнению с рекомендуемыми в настоящее время, с получением достоверных результатов;
- сформированные обоснованные ограничения по размеру моделей, позволяют избежать получения недостоверных результатов;
- разработанные электронная модель АДТ и методы расчета могут быть использованы при проектировании новых стендов для АДТ Т-106 и/или новых аэродинамических установок.

Основные результаты диссертации **получены автором лично**. Наиболее важные из них:

- показано, что существующая в АДТ Т-106 методика испытаний не учитывает влияние границ потока и для моделей современных размерностей приводит к значительным погрешностям в определении аэродинамических характеристик;
- экспериментально показано наличие индуктивного скоса, зависящего от масштаба модели и режима испытаний, определена его величина;
- расчётным путём показано, что влияние нормальной составляющей индуцированной стенками АДТ скорости на аэродинамические характеристики модели может быть учтено путём введения постоянной поправки к углу атаки для данного номинального числа M ;
- расчётным путём показано, что изменение продольной составляющей скорости, индуцированной стенками АДТ, может быть учтено введением постоянной поправки для данного номинального числа M ;
- предложена универсальная методика учёта влияния границ потока для АДТ Т-106 ЦАГИ.

Достоверность научных положений и выводов, содержащихся в диссертации, обоснована путём сопоставления расчетных данных с результатами эксперимента, а также с привлечением известных результатов из классических источников.

Методология и метод исследования базируются на экспериментальных и расчетных работах ЦАГИ, выполняемых с учетом требований СМК. Основным методом экспериментальных исследований является аэродинамический весовой эксперимент в аттестованной трансзвуковой аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ. Компьютерное численное моделирование вязкого турбулентного сжимаемого газа выполнено с применением пакета программ FloEFD из состава SIEMENS SIMCENETER.

Соответствие паспорту специальности:

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 05.07.01 в пунктах:

- расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов<...>. Исследования влияния сложных течений газа на аэродинамические характеристики летательных аппаратов;
- разработка средств и методов экспериментальных аэродинамических и тепловых исследований (методики, установки,<...>).

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика проведения и обработки результатов испытаний в АДТ Т-106, позволяющая учесть влияние перфорированных стенок на аэродинамические характеристики испытываемых моделей путем введения поправки к углу атаки и изменению числа Маха.
2. Метод прямого моделирования отверстий перфорации и течения в камере давления АДТ при численном определении влияния границ потока.

Апробация результатов. Результаты работы прошли апробацию путём представления и обсуждения на 5-ти международных и отраслевых конференциях.

- *П.В. Савин* «**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СТЕНОК АДТ Т-106 ЦАГИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ИСПЫТЫВАЕМЫХ МОДЕЛЕЙ**», XXVI НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ, 26-27.02.2015.
- *В.И. Козел, М.В. Мошарова, П.В. Савин* «**ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ РАСЧЁТНОГО ПАКЕТА FLOEFD В ЗАДАЧАХ МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-106 ЦАГИ**», XXIX НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ, ЦАГИ, 01-02.03.2018.
- *П.В. Савин* «**РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СТЕНОК АДТ Т-106 НА РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ**» XXX НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ, 26.04.2019.
- *P.V. Savin* «**CALCULATION AND EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF TRANSONIC WIND TUNNEL PERFORATED WALLS EFFECT ON MODEL TEST RESULTS**» 50th 3AF INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED AERODYNAMICS. Toulouse, France, 30-31.03.2015
- *P.V. Savin* «**INVESTIGATIONS OF TRANSONIC WIND TUNNEL WALL INTERFERENCE EFFECT USING CFD METHODS**», 2-ND TSAGI-CARDC SYMPOSIUM ON FUNDAMENTAL AND APPLIED AERODYNAMICS, Moscow, Russia, 26-27.11.2018.

Реализация и внедрение. Результаты диссертации внедрены в качестве подпрограммы обработки результатов испытаний в АДТ Т-106.

Публикации по теме исследования. Основные результаты диссертации опубликованы в 3 журналах ВАК:

1. Савин П.В., «Экспериментальные исследования влияния стенок АДТ Т-106 ЦАГИ на характеристики испытываемых моделей»// Ученые записки ЦАГИ, 2017, т. XLVIII №4, с.45-56
2. Савин П.В., «Расчётные исследования влияния перфорированных стенок трансзвуковой АДТ на результаты испытаний моделей»// Ученые записки ЦАГИ, 2019, т. L №5, с.20-32
3. Бухаров К.Д., Петроневич В.В, Савин П.В. «Математическая модель трансзвуковой аэродинамической трубы Т-106 ЦАГИ как объекта управления по числу Маха»//Научный вестник МГТУ ГА, №223, 2016

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, пяти глав и заключения. Объём работы составляет 110 страниц, в том числе 47 рисунков и 11 таблиц. Список литературы содержит 60 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении определяется актуальность темы диссертации, степень её разработанности, цели, объект и предмет исследования, оценивается научная новизна и практическая значимость работы.

В главе 1 проведен обзор современных методов учёта влияния границ потока в АДТ. Описана проблема необходимости введения поправок на влияние границ потока аэродинамической трубы.

Отмечается, что классические методы ввода поправок на влияние границ потока, основанные на линейной теории невязкого течения, используются в крупных промышленных установках вплоть до настоящего времени.

Отмечено также широкое внедрение методов, основанных на использовании компьютеров за счёт роста их производительности, а также изменившихся требований к точности экспериментальных исследований.

В разделе 1.1 рассмотрены основные предположения, которые делаются при постановке задачи учёта влияния границ потока на результаты испытаний в АДТ. Отмечается, что стандартным подходом, применяемым при испытаниях моделей самолётов, является коррекция продольной и нормальной составляющих скорости в АДТ до значений эквивалентного безграничного потока. Эти поправки к числу Маха и углам называют «основными» поправками. Если возможно показать, что ошибки после применения поправок имеют порядок меньший, чем требуемая точность, то тогда измеряемые характеристики определяются как «исправляемые» и можно применять принцип эквивалентного безграничного потока.

В разделе 1.2 подробно разбирается вопрос определения т.н. «основных» поправок и их соотношение с пространственными неравномерностями влияния.

В подразделе 1.2.1 подробно разбираются основные принципы получения поправок на влияние границ потока. Отмечается, что влияние стенок не бывает постоянным, и его изменения вдоль по длине модели и вдоль следа за ней бывает очень значительными, а расчёт поправок может быть выполнен

корректно только тогда, когда граничные условия на стенках могут быть сформулированы математически с достаточной точностью.

В подразделе 1.2.2. рассмотрены основные поправки к нормальной и продольной составляющим скорости. Отмечается, что вопрос о том, какое значение прироста скорости из-за загромождения необходимо использовать для поправки к числу Маха набегающего потока, не имеет однозначного решения.

В подразделе 1.2.3 освещаются поправки на остаточную неравномерность. Под этим термином понимают поправки на изменение продольной компоненты и на изменение индуктивного скоса вдоль модели.

В разделе 1.3 освещаются принципы выбора метода введения поправок. Отмечается, что выбор метода введения поправок зависит от требуемой в испытаниях точности и повторяемости, а также от располагаемых ресурсов.

В подразделе 1.3.1 разбирается фактор влияния аэродинамических сил на модели и их состава на интерференцию стенок. Под аэродинамикой модели понимают те аспекты модели, которые требуют прямого и явного моделирования при оценке величины влияния стенок АДТ, независимо от числа Маха. Среди них можно назвать эффект вытеснения (или объёма модели) и переменные аэродинамические силы: подъёмную силу и силу сопротивления.

В подразделе 1.3.2 рассматриваются особенности учёта интерференции границ потока с точки зрения влияния числа Маха. Отмечается, что обычно используется следующая классификация потока в АДТ:

- дозвуковой набегающий поток с возникновением местных замкнутых сверхзвуковых зон малого размера;
- дозвуковой набегающий поток с распространением сверхзвуковых зон нелинейного течения (в неограниченном потоке) за пределы стенок;
- околосзвуковой и сверхзвуковой набегающий поток.

Рассматриваются методы, применимые к каждой из групп потока.

В подразделе 1.3.3 рассматривается вопрос влияния размеров модели на величину интерференции со стенками АДТ. Отмечается, что размер модели влияет на интерференцию стенок двумя основными путями:

- общая размерность модели и возмущения, вызываемые ею на стенках (а значит и интерференция стенок с моделью), прямо пропорциональны;
- физическая протяженность модели вдоль рабочей части определяет степень влияния стенок из-за пространственной неравномерности поля интерференции.

В подразделе 1.3.4 рассмотрены различные виды стенок рабочей части АДТ и их влияние на характер, величину и способы учёта интерференции.

В главе 2 подробно рассматривается объект исследования - транзвуковая аэродинамическая труба переменной плотности Т-106 ЦАГИ. Дано краткое описание существующей методики проведения эксперимента и её связь с конструктивными и технологическими особенностями АДТ.

В разделе 2.1 приведены общие сведения о АДТ Т-106 с более подробным описанием в следующих подразделах.

В подразделе 2.1.1 представлены общие сведения о конструкции и области режимов работы АДТ Т-106, дано описание геометрии рабочей части, конструкции и параметров проницаемых стенок и особенностей проведения эксперимента. Проведен анализ геометрии рабочей части с целью оценки возможных способов учёта влияния границ потока.

Стенки рабочей части Т-106 представляют собой сочетание двух поверхностей: многогранной с регулярной перфорацией, определяющей проточный контур рабочей части и наружной конической поверхности старой рабочей части с регулярной перфорацией большего диаметра (рисунок 1). Из-за того, что отверстия внутренних перфорированных панелей и отверстия старой рабочей части не совпадают по месту и различны по диаметру, тип границ потока в Т-106 не может быть отнесен к регулярной изотропной перфорации.

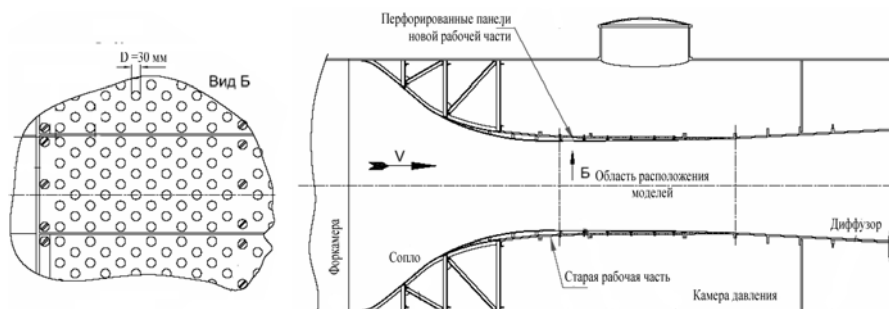


Рисунок 1 – Схема рабочей части АДТ Т-106 ЦАГИ

Показано также, что существующая рабочая часть Т-106 недостаточно оборудована для применения методов, основанных на подробном измерении условий на границах потока

В подразделе 2.1.2 представлены характеристики распределения числа Маха по рабочей части АДТ Т-106. Определены предельные размеры моделей исходя из размеров ядра потока.

В подразделе 2.1.3 приведено описание подвесных устройств АДТ Т-106. Показано, что типичная проблема изменения поля числа Маха в рабочих частях аэродинамических труб, в которых испытания моделей проводят на хвостовой державке, не является существенной для Т-106 с ленточной системой подвески моделей.

В разделе 2.2 кратко рассмотрена существующая техника проведения испытаний в АДТ Т-106 и особенностей оборудования, а также методика учета существующих поправок на влияние границ потока.

В подразделе 2.2.1 дана краткая характеристика весов АВ-106.

В подразделе 2.2.2 дано описание определения параметров потока в АДТ.

В подразделе 2.2.3 дано описание определения угла атаки модели.

В разделе 2.3 проведен анализ существующих поправок на влияние границ потока и указаны работы, в которых данные поправки сформулированы.

В подразделе 2.3.1 рассмотрены существующие в действующей методике поправки к нормальной составляющей скорости. Отмечается, что в АДТ Т-106 поправки к углу атаки и коэффициенту сопротивления на влияние индуктивного скоса не вводятся.

В подразделе 2.3.2 проведен анализ действующей методики введения поправок к продольной составляющей скорости. Отмечено, что поправки к числу Маха и скоростному напору в настоящий момент вводятся только для стандартных моделей профилей - отсеков прямоугольных крыльев.

В разделе 2.4 показано, что существующая методика обработки результатов испытаний не учитывает влияние границ потока, вследствие чего условная «достоверность» результатов достигается за счёт малых

относительных размеров моделей, что при достижимых в момент ввода АДТ в эксплуатацию точностях эксперимента было, в общем, приемлемо.

На рисунке 2 приведена статистика характерных размеров испытанных в АДТ Т-106 моделей по относительному размаху и относительной площади крыла. Красным цветом показаны точки, соответствующие моделям, изготовленным испытанным после 2000-го года, синим – изготовленным до 2000 года. Можно отметить, что размеры испытываемых в последние 15-20 лет моделей значительно превышают рекомендованные существующей методикой (РДК 1977 г.), что не гарантирует достоверности получаемых экспериментальных результатов.

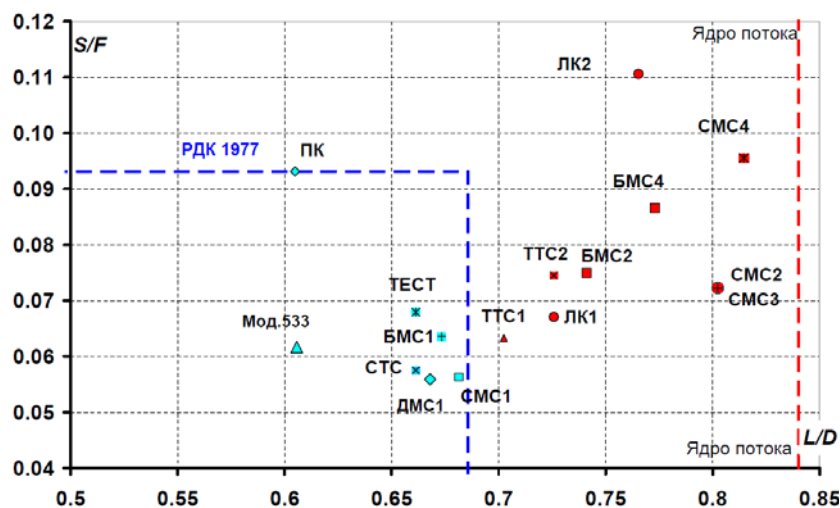


Рисунок 2 – Статистка испытываемых в Т-106 моделей в сравнении с действующими ограничениями

Стремление к реализации более высоких значений чисел Рейнольдса при более глубокой детализации элементов аэродинамических компоновок моделей ЛА вызывает необходимость разработки новой методики учёта влияния границ потока и новых ограничений по размерам испытываемых моделей.

Анализ имеющихся в настоящее время ресурсов лаборатории приводит к выводу о невозможности широкого применения экспериментальных методов для изучения условий течения на границах, а также ресурсоемких современных CFD методов.

В главе 3 дано описание способа экспериментального определения поправок на интерференцию стенок АДТ Т-106 и приведены величины

поправок на индуктивный скос потока, полученные с помощью испытаний серии геометрически подобных моделей. Предложенный способ проведения таких испытаний дает возможность разделения влияния масштаба модели и числа Рейнольдса. Показано, что величины индуцированных скоростей зависят от относительных размеров модели, от типа и формы сечения рабочей части аэродинамической трубы, и, в меньшей степени, от формы модели.

Установлено, что эффект влияния границ потока, зависящий от конкретного соотношения между размерами модели и площадью поперечного сечения рабочей части, возрастает по числу Маха, а знак поправки соответствует открытой рабочей части.

В разделе 3.1 изложена методика проведения испытаний при помощи геометрически подобных масштабных моделей серии 530, геометрические параметры которых приведены на рисунке 3.

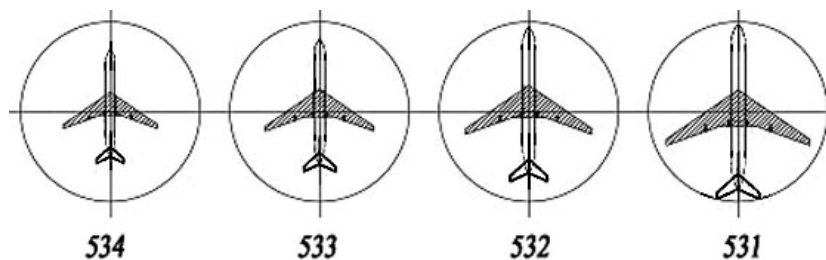


Рисунок 3 - Соотношение площадей в плане геометрически подобных моделей серии 530 и площади сечения рабочей части Т-106

Показано, что размерность и относительные характеристики моделей соответствуют основным типам испытываемых в Т-106 моделей. В программе испытаний предусмотрена возможность разделения эффекта числа Рейнольдса от масштабного эффекта, для чего применяется как искусственная фиксация линии перехода, так и возможности АДТ по изменению полного давления в контуре. Количественно оценены эффекты деформации модели, а также влияние подвесных устройств.

В разделе 3.2 приведены результаты экспериментального исследования влияния стенок АДТ на нормальную составляющую скорости потока. Разработан алгоритм обработки результатов испытаний, предусматривающий экстраполяцию результатов на бесконечно малую относительную площадь.

Показано, что по результатам испытаний геометрически подобных моделей серии 530 в рабочей части Т-106 наблюдается увеличение нормальной составляющей скорости с ростом относительного размера модели, выражающееся в уменьшении производной Cy_a^α (рисунок 4).

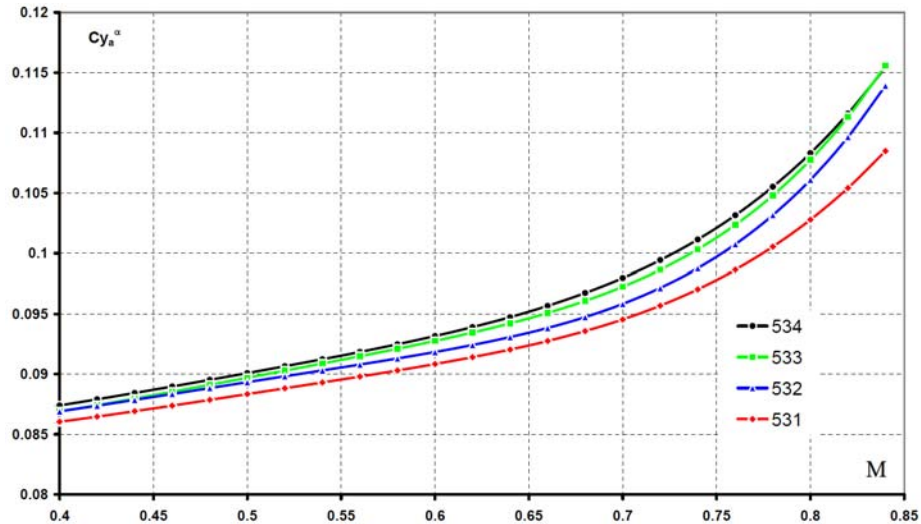


Рисунок 4- Изменение производной Cy_a^α по числу М при изменении масштаба моделей серии 530

Определено, что перфорированная рабочая часть АДТ Т-106 имеет индукцию по знаку, соответствующую открытой рабочей части, т.е. в случае отсутствия поправок на влияние границ потока в результатах испытаний моделей увеличенных размеров значения коэффициента сопротивления оказываются завышенными, а значения аэродинамического качества соответственно заниженными. Получена зависимость коэффициента индуктивного сроса δ от числа Маха (рисунок 5).

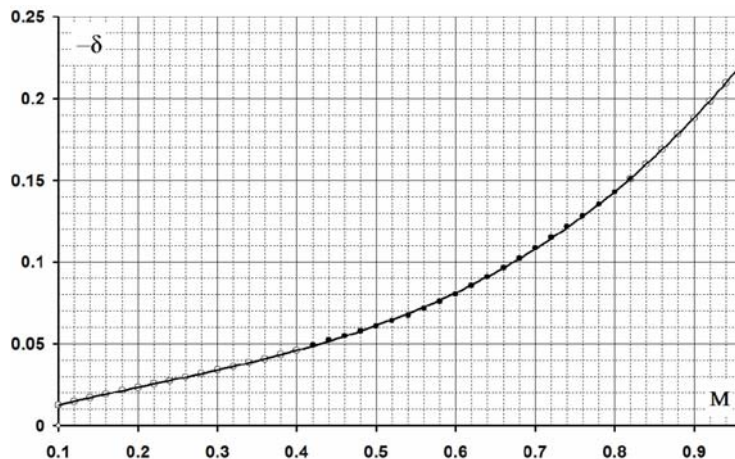


Рисунок 5 - Зависимость коэффициента индуктивного сроса δ от числа М

В разделе 3.4 дана количественная оценка влияния индуктивного скоса на получаемые результаты. Для этого во все результаты испытаний введена поправка к величинам углов атаки и коэффициента сопротивления и дано сравнение приращений характеристик с требованиями точности эксперимента.

В подразделе 3.4.1 дана оценка влияния поправок на результаты испытаний геометрически подобных моделей серии 530. Показано, что введение поправок к углу атаки и сопротивлению на индуктивный скос практически ликвидировало эффект масштаба в поведении коэффициента подъёмной силы и значительно снизило расхождение величин аэродинамического качества.

В подразделе 3.4.2 дана оценка влияния поправок на результаты испытаний универсальной контрольной модели «ТЕСТ», которая выполнена в размере, соответствующем максимально допустимому для Т-106 согласно требованиям, указанным в Руководстве для конструкторов (РДК). При этом величины изменения основных аэродинамических характеристик на порядок превосходят характеристики изменений, допускаемых для получения необходимого уровня точности. На основании данных результатов делается вывод о том, что поправки на влияние границ потока в АДТ Т-106 существенны и их необходимо учитывать.

В главе 4 приведены результаты расчётных исследований влияния перфорированных стенок трансзвуковой АДТ Т-106 на результаты испытаний моделей. Описана процедура и приведены результаты расчёта обтекания моделей серии 530 в присутствии подвесных устройств в условно безграничном потоке и при их расположении в рабочей части АДТ. Проведен анализ результатов расчёта и дано сравнение с экспериментальными результатами. Также выполнена оценка влияния близости носовой части моделей к точке измерения статического давления на результаты измерения числа Маха.

В разделе 4.1 дано подробное описание постановки и особенностей расчётной задачи.

В подразделе 4.1.1 приведено описание модели объекта испытаний и формирование CAD модели для выполнения расчёта её условно безграничного обтекания и для расчёта в условиях рабочей части АДТ.

В подразделе 4.1.2 дано описание расчётной модели АДТ Т-106.

Подробно моделировались внутренние панели перфорации рабочей части, включая щели между панелями, внешняя перфорация рабочей части, зазоры между внутренними панелями рабочей части и корпусом рабочей части, пазы для лент подвески и прочие технологические отверстия. Расчётная модель показана на рисунке 6. Отмечается, что при создании расчётной модели были сделаны следующие допущения и упрощения: не моделировались механизмы весов, не полностью моделировалось капотирование рамы весов, механизмы подвесных устройств моделировались в упрощенном виде, камера давления моделировалась не полностью, модель камеры давления задавалась симметричной.

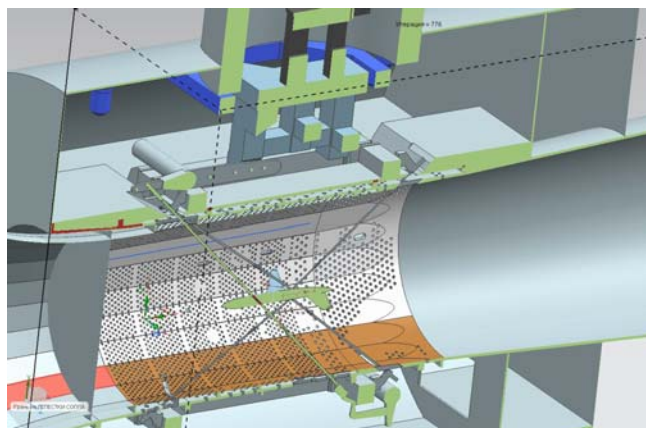


Рисунок 6 - Расчётная CAD-модель АДТ Т-106

В подразделе 4.1.3 дана постановка задачи и представлены характеристики расчетной сетки.

В параграфе 4.1.3.1 дано описание применяемого для исследований расчётного метода, который базируется на следующих принципах:

- расчётная сетка построена в виде ортогональной декартовой системы с гексаэдральными элементами (кубоидами) с использованием данных геометрии аэродинамической модели и АДТ из CAD-системы;

- технология расчёта течения в пограничном слое основана на подходе с использованием пристеночных функций для определения напряжения трения, что позволяет использовать сравнительно грубые декартовы сетки;

- инженерные полуэмпирические модели, которые применяются, когда разрешение сетки недостаточно для точного моделирования.

Задача расчёта турбулентного течения решается в рамках осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса. Для замыкания системы уравнений в решателе применяется вариант модели турбулентности $k-\varepsilon$ с демпфирующими функциями Лэма и Брэмхорста.

В параграфе 4.1.3.2 описывается построенная расчётная сетка для решения задач условно безграничного обтекания и задачи обтекания в трубе. Показано, что характеристики сетки позволяют описать как особенности аэродинамической модели, так и с достаточной точностью смоделировать отверстия перфорации.

В параграфе 4.1.3.3 описана геометрия расчётной области для расчета условно безграничного обтекания. Показано, что выбранный размер расчётной области обеспечивает достаточное удаление границ от модели.

В параграфе 4.1.3.4 сформулированы граничные условия, задаваемые в расчётах. Отмечается, что использованное в расчёте значение статического давления определялось в точке, соответствующей точке измерения статического давления в эксперименте как при «безграничном» расчёте, так и при расчёте в АДТ. Это привело к необходимости применения итерационной процедуры изменения начального числа M для получения необходимого режимного числа Маха в контрольном сечении, в зависимости от модели.

В разделе 4.2 проведен анализ результатов расчётов. В частности в подразделе **4.2.1** приведен анализ результатов расчёта суммарных характеристик. Показано, что для случая «безграничного» расчёта производная $C_{y_a}^\alpha$ практически не изменяется (в пределах точности расчета) с ростом масштаба, а характер изменения производной $C_{y_a}^\alpha$ для случая расчёта в АДТ удовлетворительно коррелирует с экспериментальными результатами в

исследованном диапазоне изменения относительной площади крыла от 0.046 до 0.11 (рисунок 7).

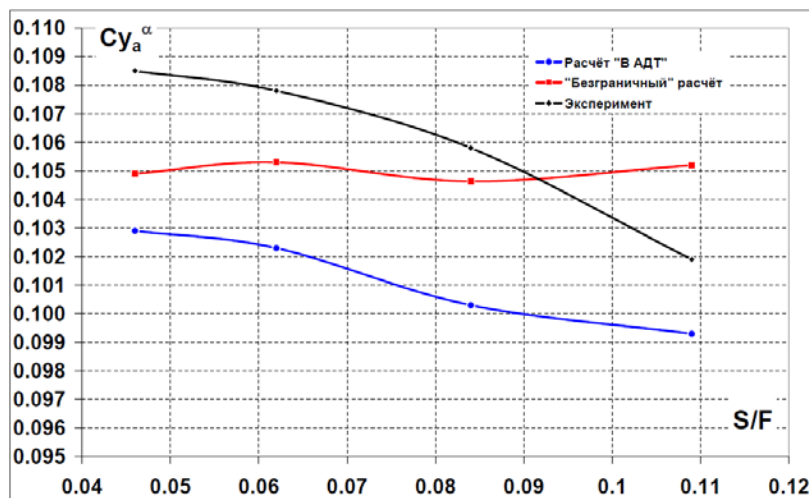


Рисунок 7- Изменение значений производной Cy_a^α в расчёте и эксперименте с ростом относительной площади модели. $M=0.8$, $Re=2.94$ млн

Т.е. расчётные исследования подтвердили наличие индуктивного сроса потока в АДТ, выявленного экспериментально.

В подразделе 4.2.2 дан анализ результатов расчёта распределения числа Маха по стенкам рабочей части.

Возможность проведения расчёта в «безграничной» постановке позволяет отдельно определить поле скоростей около модели в месте, соответствующем расположению стенок рабочей части, а расчёт модели в АДТ позволяет получить суммарное поле скоростей. Различия в поле скоростей являются эффектом влияния границ потока.

Выбор масштаба модели должен обеспечивать постоянство профиля распределения скорости вдоль области расположения модели относительно «безграничного» течения. В этом случае возможно применение постоянной поправки к числу M потока, определяемой как разница между результатами двух расчётных случаев.

Сравнение результатов расчёта модели в рабочей части АДТ с «безграничным» случаем показывает, что в месте расположения крыла модели формы профиля распределения числа Маха по длине рабочей части повторяются для обоих расчётных случаев. Для согласующихся по форме

участков графиков можно определить постоянную разницу ΔM , которая и будет являться поправкой на влияние стенок АДТ.

Расчёт подтверждает возможность в первом приближении использовать относительный объём модели для оценки поправки к числу Маха. В этом случае поправка к числу M потока может быть вычислена как $\Delta M = T_1(M) \cdot W_{MOD} / W_{PЧ} \cdot M$. Определённая по расчётам зависимость коэффициента скоростной индукции от номинального числа M представлена на рисунке 8.

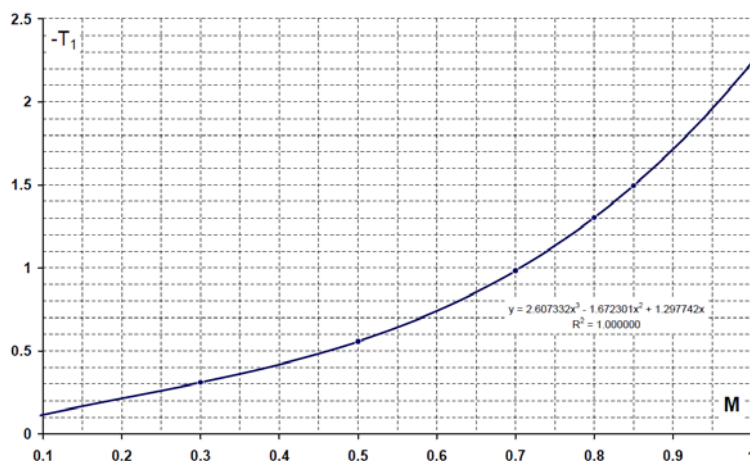


Рисунок 8 - График изменения коэффициента скоростной индукции $T_1(M)$

В подразделе 4.2.3 проведен анализ результатов расчёта распределения местного угла скоса вдоль размаха крыла.

Показано, что для рассмотренных моделей распределение местного угла скоса потока вдоль размаха крыла имеет практически одинаковый характер. Переход от масштаба модели, разрешенного в РДК, к большему масштабу модели ($L=2.0$ м) практически не изменил распределение местного скоса по размаху (уровень изменения угла скоса меньше 0.01°). Таким образом, показано, что для данного масштаба применение поправки к углу атаки в виде постоянной по размаху величины оправдано.

В разделе 4.3 приведены результаты визуализации течения, полученные при расчёте обтекания модели в АДТ. Результаты визуализации показывают, что основной расход воздуха из рабочей части в камеру давления осуществляется не через перфорацию, а через поперечные щели, предназначенные для прохождения лент подвески (рисунок 9).

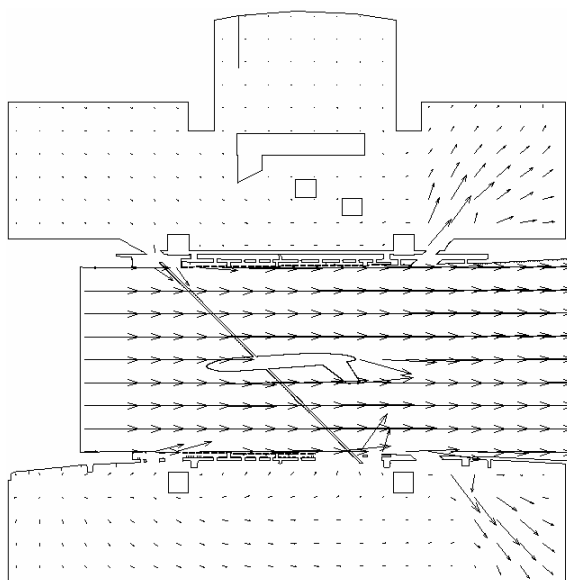


Рисунок 9 - Векторная диаграмма скоростей в рабочей части и камере давления. Сечение по вертикальной плоскости симметрии.

Картины линий тока показывают, что при этом в камере давления образуются возвратные течения сложной структуры, которые могут вызывать отрыв пограничного слоя в рабочей части и пульсации давления.

В главе 5 на основании проведенных расчётных и экспериментальных исследований рассмотрены различные варианты методики учёта влияния стенок АДТ при испытаниях и сформулированы требования по предельным размерам испытываемых моделей.

В разделе 5.1 рассмотрены особенности испытаний в Т-106 и установлено, что располагаемые ресурсы АДТ не позволяют применять методики учёта влияния границ потока, которые требуют большого количества точных измерений или значительного объёма расчётов.

В подразделе 5.1.1 предложена универсальная методика учёта влияния перфорированных стенок АДТ, которая включает выполнение следующих операций:

1. По данным САД-модели определяется объём модели для основных конфигураций. В случае отсутствия САД-модели объём аэродинамической модели определяют по приближенной формуле: $W_{MOD} = \eta \cdot L_{MOD} \cdot D_{MOD} + \bar{c} \cdot L \cdot b_a$, где η - коэффициент наполненности, равный для типовых моделей 0.785.

2. На основании вычисленного объёма модели и с использованием длины модели определяется относительный объём модели $\frac{W_{MOD}}{W_{PC}}$, где W_{PC} – объём участка рабочей части, занимаемого моделью. $W_{PC} = L_{MOD} \cdot F_{АДТ}$

3. По зависимости коэффициента скоростной индукции от числа Маха определяется поправка к номинальному числу Маха: $\Delta M = T_1(M) \cdot \frac{W_{MOD}}{W_{PC}} \cdot M$, где

$$T_1 = 2.607332 \cdot M^3 - 1.672301 \cdot M^2 + 1.297742 \cdot M$$

4. При проведении эксперимента значения текущего числа M рассчитывается с помощью следующего выражения: $M_{ИСТ} = M + \Delta M$

5. В обработке результатов по завершении пуска для вычисления аэродинамических коэффициентов используются следующие зависимости: $q_{ИСТ} = q_{\infty} / \chi^*$,

$$\text{где } \chi^* = 1 + \left(\frac{2 - M^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2} \right) \cdot \left(\frac{\Delta M}{M} \right) + \left(\frac{2 - (3\kappa - 2) \cdot M^2 + \frac{\kappa + 1}{2} \cdot M^4}{2 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \right)} \right) \cdot \left(\frac{\Delta M}{M} \right)^2$$

$$C_{x_{aИСТ}} = \frac{C_{x_a} \cdot q_{\infty}}{q_{ИСТ}}, \quad C_{y_{aИСТ}} = \frac{C_{y_a} \cdot q_{\infty}}{q_{ИСТ}}$$

6. В обработке по завершении пуска в результаты испытаний вводится поправка к углу атаки и коэффициенту лобового сопротивления на влияние стенок рабочей части АДТ:

$\Delta\alpha_{Инд}$ - поправка на вертикальную косизну потока в рабочей части, вызванную влиянием стенок АДТ.

Поправка к углу атаки определяется по формуле: $\alpha_{ИСТ} = \alpha + \Delta\alpha_{Инд}$, где

$$\Delta\alpha_{Инд} = -\delta \cdot \frac{S}{F} \cdot C_{y_a} \cdot \left(\frac{180}{\pi} \right), \text{ а } \delta - \text{ зависимость безразмерный индукционный}$$

скос потока, определяемый зависимостью $\delta = 0.2861 \cdot M^3 - 0.1835 \cdot M^2 + 0.1424 \cdot M$.

Соответствующая поправка к коэффициенту лобового сопротивления $\Delta C_{x_{aИнд}}$ определяется как: $\Delta C_{x_{aИСТ}} = \Delta C_{x_a} + \Delta C_{x_{aИнд}}$, где $\Delta C_{x_{aИнд}} = -\delta \cdot \frac{S}{F} \cdot C_{y_a}^2$

7. По исправленным значениям C_{y_a} и C_{x_a} производится вычисление аэродинамического качества.

В подразделе 5.1.2 рассматривается возможность применения упрощенной расчётной методики на основании результатов, полученных в **главе 4**. Показано, что такая методика может быть применена с меньшими временными и вычислительными затратами, однако требует значительных улучшений измерительной техники, применяемой для измерения давления на стенках АДТ.

В подразделе 5.1.3 сформулирована расчётная методика, основанная на проведении предварительных расчётов обтекания модели в условиях АДТ и в свободном потоке на этапе подготовки испытаний.

В разделе 5.2 на основании проведенных экспериментальных и расчётных исследований сформированы рекомендации по размеру испытываемых моделей, в частности,

в подразделе 5.2.1 определены ограничения по размаху крыла модели,

в подразделе 5.2.2 - ограничения по площади крыла модели,

в подразделе 5.2.3 - ограничение по длине модели.

Заключение

В диссертационной работе с использованием современных экспериментальных и расчетных методов решена важная для практики экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов задача, которая заключается в разработке методики учета влияния стенок промышленной трансзвуковой АДТ с проницаемыми стенками на результаты испытаний.

Основными результатами и выводами работы являются:

1. Показано несоответствие существующей методики учёта влияния границ потока в АДТ Т-106 ЦАГИ современным требованиям к точности эксперимента. В практику проведения испытаний внедрена методика внесения поправок на влияние границ потока, основанная на использовании современных экспериментальных и расчетных методов.

2. В результате проведенных экспериментальных исследований геометрически подобных масштабных моделей выявлено наличие в АДТ Т-106 индуктивного скоса потока, по знаку соответствующего открытой рабочей части, и количественно определена его величина и зависимость от числа Маха потока.
3. Согласно оценкам, введение поправки на индуктивный скос при обработке экспериментальных характеристик модели, геометрия которой соответствует компоновке пассажирского самолета, приводит к снижению коэффициента индуктивного сопротивления на величину $\Delta C_{x_a} \approx 0.0025$ и соответствующему повышению аэродинамического качества до $\Delta K \approx 1.2$ на крейсерских режимах.
3. Для оценки влияния границ потока разработана адекватная трехмерная электронная модель АДТ Т-106, в т.ч. её рабочей части со всеми отверстиями перфорации и технологическими отверстиями, подвесными устройствами и камерой давления, и выполнены расчетные исследования характеристик потока путем численного решения уравнений Рейнольдса.
4. В результате расчетных исследований обтекания геометрически подобных моделей в условно безграничном потоке и в условиях рабочей части АДТ Т-106 подтверждены выводы экспериментальных исследований по знаку и величине поправки на индуктивный скос, определена величина и знак поправки к продольной компоненте скорости, а также визуализированы особенности течения воздуха между рабочей частью и камерой давления, которые показали, что основной расход между рабочей частью и камерой давления в АДТ Т-106 осуществляется через технологические щели подвесных устройств.
5. На основе результатов комплексных экспериментальных и расчетных исследований сформирована универсальная методика проведения эксперимента и коррекции его результатов с учётом влияния границ потока, позволяющая проводить в АДТ Т-106 испытания моделей более крупного масштаба, с получением достоверных результатов. На основе предложенной методики сформулированы новые расчётно-обоснованные ограничения по размерности моделей, предназначенных для Т-106. Разработанная методология внедрена в технологический цикл АДТ Т-106 ЦАГИ.

Подписано в печать 01.02.2021 г
. Объём 7 п.л.
Тираж 70 экз.
Отпечатано в ЦАГИ